

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 07-247906

(43)Date of publication of application : 26.09.1995

(51)Int.Cl.

F02K 7/06

B64D 27/20

F41A 1/00

(21)Application number : 06-035718

(71)Applicant : MITSUBISHI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 07.03.1994

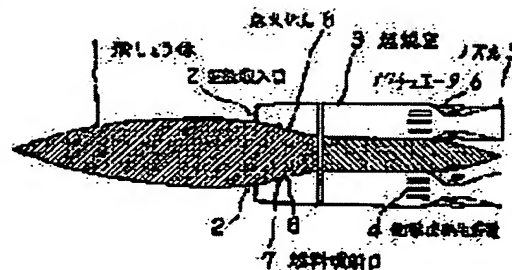
(72)Inventor : SHINGOU MIKA

(54) PROPULSION DEVICE FOR MISSILE

(57)Abstract:

PURPOSE: To improve the efficiency of a propulsion device which generates main combustion by compressing a gaseous mixture by using a shock wave generated in a detonation tube in a combustion chamber, by separating an air intake hole just behind a missile from the combustion chamber so that the combustion chamber can make turning motion.

CONSTITUTION: A combustion chamber 3 which is freely rotated around the center shaft of a missile 1 is provided behind an air intake hole 2, in the missile 1, and a nozzle 5 is linked to this combustion chamber 3 together with an actuator 6. A shock wave generator 4 having a detonation tube is provided to the inside back end of the combustion chamber 3, and a combustion jetting hole 7 and an ignition plug 8 are provided inside the air intake hole 2. A mixture gas is compressed by a shock wave generated by the shock wave generator 4 so that driving force is obtained by igniting and detonating the compressed mixture gaseous however, propulsion efficiency is improved by rotating the combustion chamber 3 during this expansion process so as to close the air intake hole 2 so that a gas leakage from the combustion chamber 3 to the air intake hole 2 is prevented.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平7-247906

(43) 公開日 平成7年(1995)9月26日

(51) Int.Cl.⁶

識別記号

庁内整理番号

F I

技術表示箇所

F 0 2 K 7/06

B 6 4 D 27/20

F 4 1 A 1/00

8816-3D

審査請求 未請求 請求項の数1 O L (全 5 頁)

(21) 出願番号

特願平6-35718

(22) 出願日

平成6年(1994)3月7日

(71) 出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72) 発明者 新郷 美可

名古屋市港区大江町10番地 三菱重工業株

式会社名古屋航空宇宙システム製作所内

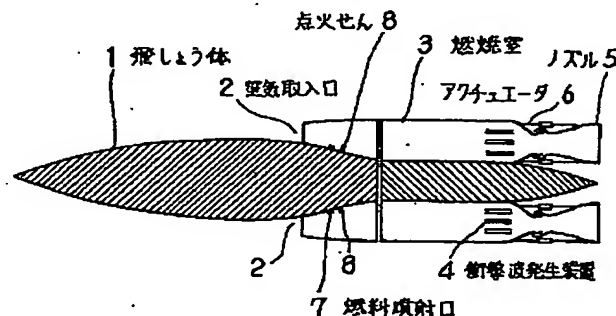
(74) 代理人 弁理士 坂間 暁 (外1名)

(54) 【発明の名称】 飛しょう体の推進装置

(57) 【要約】

【目的】 飛しょう体の推進装置に関し、燃料の燃焼時の気体のモレを防ぎ効率を上げる。

【構成】 飛しょう体1には複数の空気取入口2が取付けられ、燃料噴射口7からの燃料を点火せん8で点火する。燃焼室3は空気取入口2の位置に対応して設けられ、かつ中心軸上で回転可能であり、内部に衝撃波発生装置4が設けられ、爆発により内部の混合気を圧縮する。6はアクチュエータでノズル5の角度を制御し、燃焼室3の慣性による回転を適切にする。この回転により圧縮、燃焼、膨張過程の間は空気取入口2と燃焼室3は閉塞し、吸気、排気時のみ導通するので圧縮、燃焼、膨張時の空気取入口2からの気体のもれが防止され、効率が向上する。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 飛しょう体に固定された空気取入口、同空気取入口直後に連結した燃焼室、同燃焼室内後端に設けられた衝撃波発生装置及び前記燃焼室の直後に取付けられ、推力偏向機構を有するノズルにより構成される飛しょう体の推進装置において、前記空気取入口は前記飛しょう体の中心軸まわりに放射状に複数個配置されると共に、前記燃焼室は前記空気取入口にそれぞれ対応した位置で同中心軸まわりに回転可能に配置され、その回転により前記空気取入口と連通又は閉塞可能な複数の管状室からなることを特徴とする飛しょう体の推進装置。

【発明の詳細な説明】**【0001】**

【産業上の利用分野】 本発明は飛しょう体に使用される推進装置に関する。

【0002】

【従来の技術】 従来の P D W E (Pulsed Detonation Wave Engine) は燃焼室内のデトネーション・チューブで発生した衝撃波を用いて混合気体を圧縮した後、主燃焼を起こし、推進力を得ようになっている。このような従来の飛しょう体に使用されている推進装置の例を図 7 に示す。飛しょう体 1 1 と燃焼室 1 3 の間に空気取入口 1 2 が設けられており、燃焼室 1 3 の末端はノズル 1 5 に直結している。燃焼室 1 3 は飛しょう体 1 1 に固定されており、ノズル 1 5 をアクチュエータ 1 6 で動かした時も飛しょう体 1 1 と燃焼室 1 3 とが相対運動することはない。燃焼室 1 3 の内部後端には衝撃波発生装置 1 4 があり、燃焼室 1 3 の前方には燃料噴射口 1 7 及び点火せん 1 8 が設けられている。燃焼室 1 3 の後方にはノズル 1 5 がつながれており、アクチュエータ 1 6 により推力を偏向させて飛しょう体 1 1 の姿勢を制御する。

【0003】 前述の従来の飛しょう体用推進装置は次のように作動する。空気取入口 1 2 から流入した空気と燃料噴射口 1 7 から噴射された燃料が混合されて燃焼室 1 3 の内部に混合気が生じられたところで、衝撃波発生装置 1 4 で衝撃波を発生させる。衝撃波が前進するにつれて混合気が圧縮される。十分に圧縮が行われたところで点火せん 1 8 により混合気が点火され、燃焼が起きる。燃焼によって膨張した気体がノズルから排出され、推力が得られる。

【0004】 この作動を図 8 により更に詳しく説明する。

(a) 図において、燃焼室 1 3 の排気口近くには衝撃波発生装置 1 4 があり、複数のデトネーション・チューブ 1 9 で構成されている。このチューブ 1 9 で爆発を起こし、衝撃波 2 0 を発生させる。この直後に、燃焼室 1 3 内に燃料噴射口 1 7 より燃料を噴射して混合気をつくる。

【0005】 (b) 図において、衝撃波 2 1 が燃焼室 1 3 内で飛しょう体 1 1 に向かって前進し、燃焼室 1 3 内

の混合気の圧縮が進む。

【0006】 (c) 図において、混合気が充分圧縮されたところで、点火せん 1 8 により点火して主爆発 2 2 を起こし、推進力 2 3 を得る。

【0007】 前述のプロセスにおいて衝撃波エネルギーが空気取入口 1 2 から一部逃げてしまうため効率が低下してしまう。

【0008】

【発明が解決しようとする課題】 従来のこのような飛しょう体が有する欠点を図 7、図 9 を参照して説明する。従来の飛しょう体用推進装置は、吸気、圧縮、膨張、掃気のすべての過程において空気取入口 1 2 は燃焼室 1 3 につながったままになっている。このため、圧縮過程及び膨張過程において燃焼室 1 3 内の高圧気体の一部が空気取入口 1 2 から外へ流出する。このため図 9 の体積－圧力線図で見ると理想オイラー・サイクル A に比べ、従来の飛しょう体推進装置のサイクル B における圧縮時の最小体積が増し、効率が低下する。

【0009】

【課題を解決するための手段】 本発明は、前記の課題を解決するために、飛しょう体直後の空気取入口と燃焼室を分割し、燃焼室を飛しょう体中心軸まわりに回転運動可能とする。燃焼室直後のノズルには推力偏向機構があるので推進装置作動中、推力の偏向により燃焼室を飛しょう体中心軸まわりに回転させて空気取入口と燃焼室を連通、又は閉塞可能な構成とする。

【0010】 即ち、本発明は、飛しょう体に固定された空気取入口、同空気取入口直後に連結した燃焼室、同燃焼室内後端に設けられた衝撃波発生装置及び前記燃焼室の直後に取付けられ、推力偏向機構を有するノズルにより構成される飛しょう体の推進装置において、前記空気取入口は前記飛しょう体の中心軸まわりに放射状に複数個配置されると共に、前記燃焼室は前記空気取入口にそれぞれ対応した位置で同中心軸まわりに回転可能に配置され、その回転により前記空気取入口と連通又は閉塞可能な複数の管状室からなることを特徴とする飛しょう体の推進装置を提供する。

【0011】

【作用】 本発明の推進装置は、空気取入口と燃焼室が分離されており、燃焼室は飛しょう体中心軸まわりに回転可能であるので燃焼室の回転運動により空気取入口と燃焼室とを一時的にふさぐことができる。推進装置作動過程のうち、燃料を燃焼室内に噴射し、衝撃波発生装置で衝撃波を発生させて混合気を圧縮する圧縮過程及び圧縮した混合気を点火させて主爆発を起こす膨張過程の間、燃焼室が回転して空気取入口と燃焼室が互いに位置がずれて空気取入口をふさぐので従来の推進装置にみられた燃焼室から空気取入口への気体のもれを防ぐことができ、推進装置の効率が向上する。

【0012】

【実施例】以下、本発明の実施例を図面に基づいて具体的に説明する。図1は本発明の第1実施例に係る飛しょう体の推進装置の縦断面図、図2はその斜視図である。両図において、飛しょう体1には、複数の空気取入口2が設けられている。空気取入口2の後方には、飛しょう体1の中心軸まわりに回転自由度を有する燃焼室3があり、ノズル5はアクチュエータ6と共に燃焼室3につながれている。燃焼室3の内部後端にはデトネーション・チューブを有する衝撃波発生装置4があり、空気取入口2の内部には燃料噴射口7及び点火せん8が設けられている。

【0013】本発明の推進装置は、以下のように作動する。空気取入口2から流入した空気と燃料噴射口7から噴射された燃料が混合して燃焼室3の内部に混合気生成される。この間、燃焼室3は慣性で回転しており、図3(a)の「吸気」に示すように、空気取入口2aと燃焼室3aがつながっている。同様に2bと3b、2cと3c、2dと3dも同じ状態であり、以下、代表して空気取入口2aについてのみ説明する。

【0014】次に、(b)の「圧縮」に示すように燃焼室3は慣性で回転して空気取入口2aと燃焼室3aは位置が移動して接続がなくなり、衝撃波発生装置4でのデトネーション・チューブからの衝撃波が発生すると、前進する衝撃波によって混合気の圧縮がすすむ。

【0015】次に、(c)の「膨張」に示すように、十分に圧縮が行われたところで点火せん8によって混合気に点火され、燃焼、膨張が起こる。この間、図示省略の制御装置でノズル5の角度をアクチュエータ6によって制御し、適切な回転力が得られるようにする。圧縮、燃焼、膨張過程の間は、(a)の「圧縮」及び(b)の「膨張」に示すよう空気取入口2aは静止しており、燃焼室3aは回転によって徐々に移動して位置がずれてきているが両者の接続は断たれているので燃焼室3a内の気体が外にもれ出すことが防止される。同様に燃焼室3b、3c、3dの気体も外にもれることはない。

【0016】膨張過程が終わると、燃焼室3aは慣性でさらに回転を続け、(d)の「掃気」の状態になって、燃焼室3aは次の空気取入口2bと接続し、空気取入口2aは燃焼室3dと接続するようになる。同様に2cと3b、2dと3cも接続し、すべての燃焼室と空気取入口が再び導通し、空気取入口2から流入する空気で燃焼室3内の掃気が行われる。そのまま慣性で燃焼室3の回転が続き、再び(a)の吸気過程に戻る。

【0017】この作動をわかりやすくするために図4に空気取入口と燃焼室との関係を断面図で示している。

(a)は吸気、掃気時の状態を、(b)は圧縮、燃焼時の状態を示し、(a)の吸気、掃気を行う時は空気取入口2と燃焼室3とは導通しており、(b)の圧縮、燃焼時には燃焼室3は閉塞されて混合気が空気取入口2からもれるのを防ぎ、損失を小さくする。

【0018】以上の過程の作動サイクルを体積-圧力線図に示すと図5のようになる。図中点線で示されているのが理想オットー・サイクルA、破線で示されているのが従来の飛しょう体推進装置のサイクルB、実線で示されているのが本発明のサイクルCである。本発明のサイクルCは圧縮、燃焼、膨張過程において燃焼室からの気体のもれがないため、最大圧縮比、最大圧力とも従来推進装置に比べて向上し、効率が改善される。

【0019】図6は本発明の第2実施例を示す斜視図であり、燃焼室30を固定(静止)させて、空気取入口20を回転させる場合の例である。この場合も第1実施例における回転部分を逆にしたものであり、空気取入口20と燃焼室30との相対的な移動を作る点は同じであるので、その作用は第1実施例と同じであり、説明は省略する。

【0020】又、上記に説明の第1、第2実施例において燃焼室の点火、燃焼のタイミング及びアクチュエータ6の角度を制御装置で適切に制御して、例えば、複数の燃焼室を同時に燃焼させる場合、一つおきに交互に燃焼させる場合、等のようにすれば飛しょう体推進装置の推力レベルをコントロールすることができるものである。

【0021】

【発明の効果】以上、具体的に説明したように、本発明によれば、飛しょう体の空気取入口と燃焼室とを分離し、燃焼室を回転可能な構成として気体の圧縮過程及び膨張過程に空気取入口と燃焼室を閉塞するようにしたので、次のような著しい効果が得られるものである。

【0022】推進装置作動過程における圧縮過程及び膨張過程において、燃焼室内からの気体のもれが防止されるため高い圧力が得られ、推進装置の効率が向上する。

【0023】同時に、気体のもれによって生じる熱的な損失が抑制され、推進装置の効率が向上する。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の第1実施例に係る飛しょう体の推進装置の縦断面図である。

【図2】本発明の第1実施例に係る飛しょう体の推進装置の斜視図である。

【図3】本発明の第1実施例における燃焼室回転過程を示す断面図で、(a)は吸気、(b)は圧縮、(c)は膨張、(d)は掃気を示す。

【図4】本発明の第1実施例における燃焼室の回転過程を示す縦断面図で、(a)は吸気、掃気時の状態を、(b)は圧縮、燃焼の状態をそれぞれ示す。

【図5】本発明の推進装置の効率利得を示すサイクル図である。

【図6】本発明の第2実施例に係る飛しょう体推進装置の斜視図である。

【図7】従来の飛しょう体推進装置の縦断面図である。

【図8】従来の飛しょう体推進装置の作動を示す説明図で、(a)は燃料噴射と衝撃波発生の状況を、(b)は

5

6

衝撃波による圧縮の状況を、(c)は主爆発の状況をそれぞれ示す。

【図9】従来の飛しょう体推進装置の推進効率損失を示すサイクル図である。

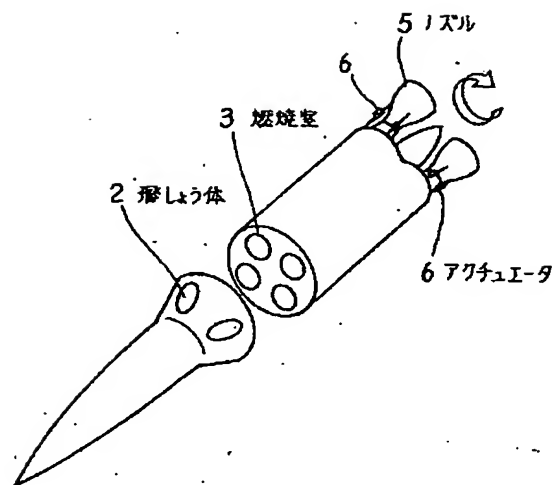
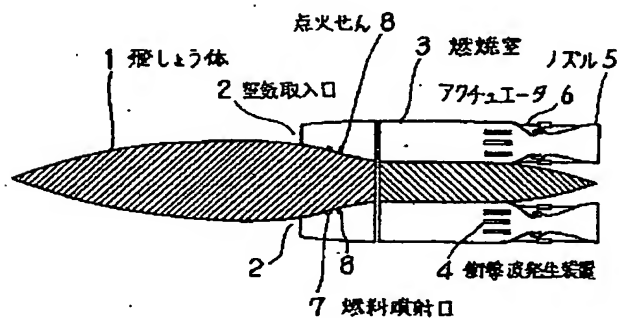
【符号の説明】

- 1 飛しょう体
2 空気取入口

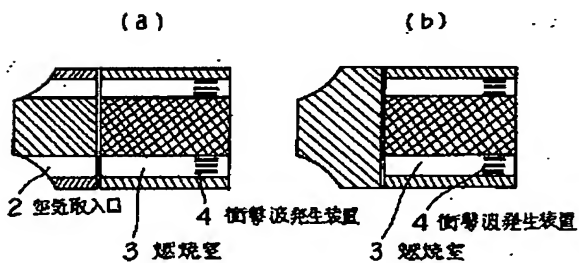
- 3 燃焼室
4 衝撃波発生装置
5 ノズル
6 アクチュエータ
7 燃料噴射口
8 点火せん

【図1】

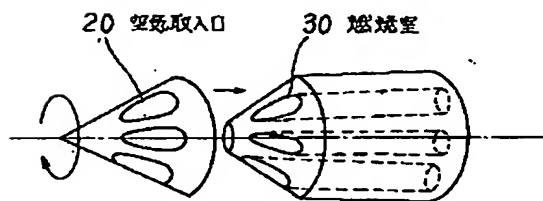
【図2】



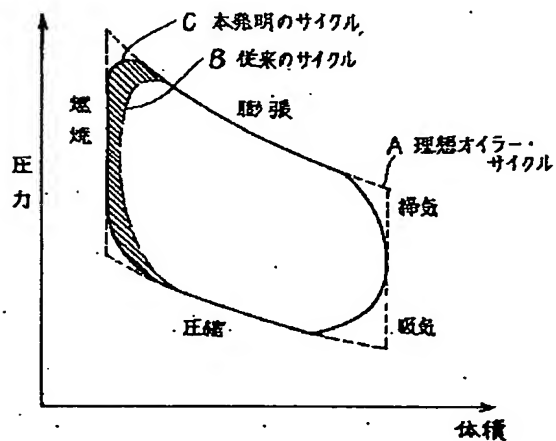
【図4】



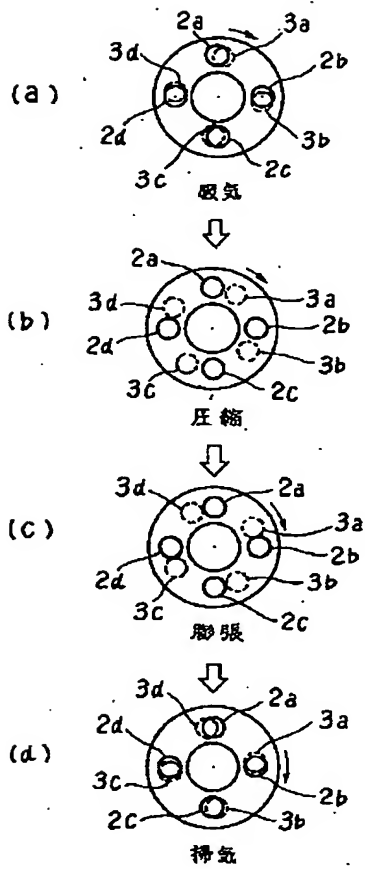
【図6】



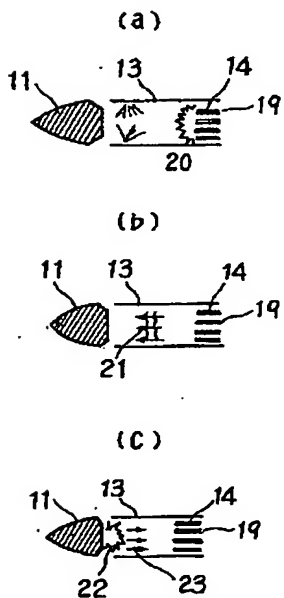
【図5】



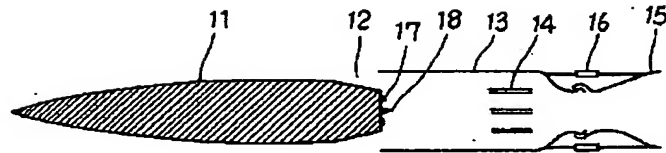
【図3】



【図8】



【図7】



【図9】

